

Capítulo 3

Equilibrio global del helicóptero

Como se ha comentado en secciones anteriores, el desarrollo de sistemas de aumento de estabilidad y sistemas de control suele estar basado en modelos del helicóptero linealizados en cada punto de operación de interés. Esta linealización, permite la obtención de matrices de realimentación adecuadas para obtener el comportamiento deseado de la aeronave, pero al mismo tiempo hace que desaparezcan del problema tanto las variables de estado como las de control (en sentido absoluto), entrando en lugar de ellas sus perturbaciones respecto al punto de operación (equilibrio) considerado.

Si se tiene en cuenta que el diseño de un sistema de control no queda finalizado hasta que no se ha simulado en algún modelo del helicóptero, se entra en la necesidad de conocer tanto el vector de estados como el de control de equilibrio para cada punto de operación donde se haya linealizado el problema, el helicóptero tendrá que ser modelado como un sistema cuyas entradas son las distintas señales de control en sentido absoluto, y las salidas son las variables de estados (también en sentido absoluto).

Rigurosamente hablando, para la obtención del punto de equilibrio en cada velocidad de vuelo, habría que modelar todas las fuerzas y momentos que actúan en el helicóptero en función de las variables de estado y de control, de forma que tras establecer que la suma de estas fuerzas y momentos sea nula, se obtenga un sistema de ecuaciones, el cual pueda ser resuelto mediante un procedimiento numérico que permita conocer los valores de las variables de estado y de control para que se produzca este equilibrio de fuerzas y momentos.

Sin embargo, hay que tener en cuenta que esta labor resulta muy compleja, ya que un modelado correcto de las fuerzas y momentos aerodinámicos que se producen en el helicóptero es una tarea de tal envergadura que se sale por completo del alcance de este proyecto. De hecho, si se piensa detenidamente, sería un trabajo inútil la construcción de un modelo de simulación basado en las ecuaciones linealizadas que se describieron en la sección anterior si ahora se va a construir un modelo no lineal muchísimo más complejo (y por tanto más exacto) solo para resolver las situaciones de equilibrio, ya que este modelo podría usarse por sí solo para simular la dinámica del helicóptero.

Para resolver este escollo, se va a acudir a la bibliografía. Así, atendiendo al problema del control de equilibrio, en la referencia [Pad96] pueden encontrarse algunas gráficas que muestran las variaciones de las distintas señales con la velocidad de vuelo, las cuales son reproducidas en la figura 3.1. Con esto se tiene resuelto el problema de conocer el control de equilibrio en cada punto de operación.

Pasando ahora a la determinación del vector de estados en el equilibrio, hay que decir que en [Pad96] solo aparece una gráfica donde se muestra la variación del ángulo de cabeceo con la velocidad

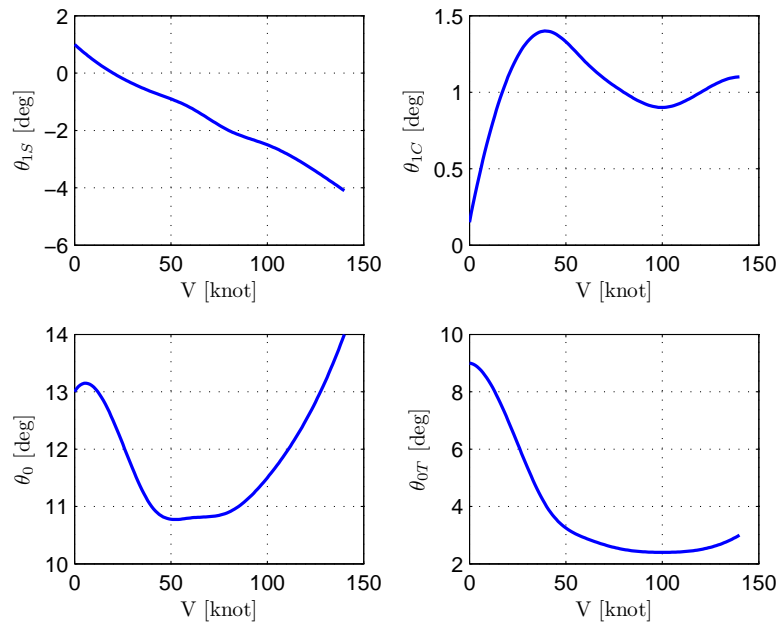


Figura 3.1: Variación de las señales de control de equilibrio con la velocidad de vuelo

de vuelo, la cual se muestra en la figura 3.2.

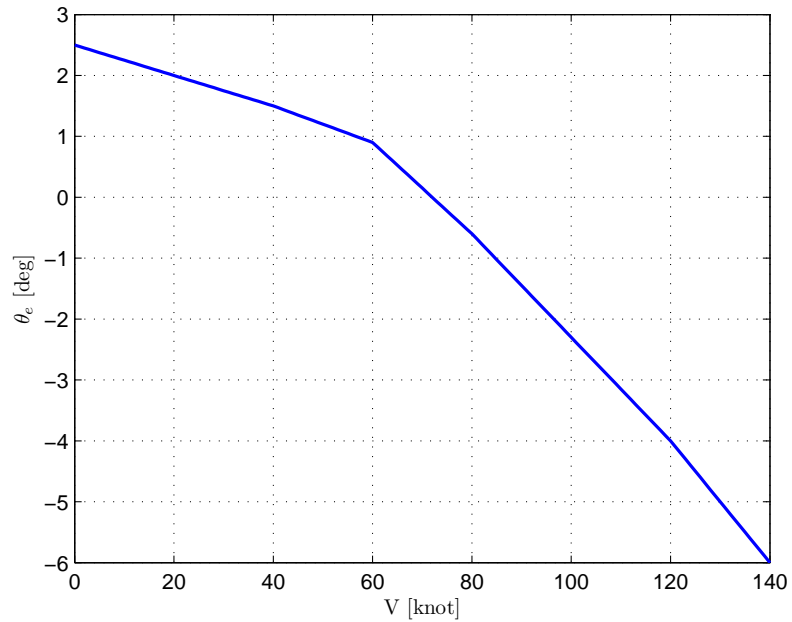


Figura 3.2: Variación del ángulo de cabeceo θ_e con la velocidad de vuelo.

A partir de esto, si se tiene en consideración que todas las matrices de estado y control que se

tienen han sido obtenida tras linealizar la dinámica del helicóptero para un vuelo horizontal, rectilíneo y uniforme, puede suponerse directamente que la velocidad angular de cabeceo (q) en el equilibrio será nula. Además, por no existir viento lateral, se cumplirá:

$$u_e = V_\infty \cos(\theta_e)$$

$$w_e = V_\infty \sin(\theta_e)$$

Una vez hechas estas afirmaciones, puede definirse el vector de estados longitudinal a partir de la velocidad de vuelo, mostrándose el resultado en la figura 3.3.

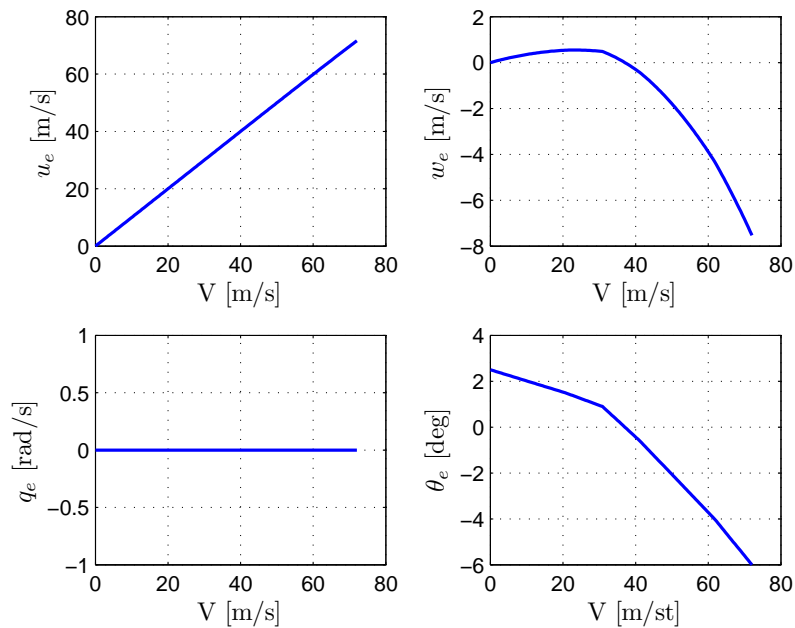


Figura 3.3: Evolución del vector de estados longitudinal de equilibrio con la velocidad de vuelo.

Por último ocupándose ahora de la obtención del vector de estados lateral-direccional en el equilibrio, hay que decir que en este caso no se encontraron datos que permitan estimarlo. Sin embargo, teniendo en cuenta las condiciones de equilibrio, puede notarse que las variables v , p , r y ψ serán nulas, ya que no existe viento lateral ni movimientos de giro en el equilibrio. En cuanto al ángulo de balanceo ϕ , no se puede decir que sea nulo, ya que su valor irá variando con la velocidad de vuelo debido a numerosos efectos aerodinámicos (como puede ser el momento de balanceo que provoca la asimetría entre velocidades en el lado de avance y el de retroceso del rotor principal, o la pequeña inclinación lateral que se debe dar al rotor principal para compensar la fuerza lateral que induce el rotor de cola). En cualquier caso, lo que sí cabe esperar del ángulo ϕ es que sea pequeño, de modo que en lo que respecta a la obtención del vector de estados de equilibrio, no resulta descabellado suponerlo nulo.

Con todo esto, ya se tienen los medios necesarios para conocer una primera estimación de los vectores de estado y de control de equilibrio, de modo que el problema de modelado descrito en el capítulo anterior queda cerrado, teniéndose una base para la simulación de los controladores que se van a diseñar.

